

プロペラ翼の折損に及ぼす主要因子の解明

(第1報: 材料欠陥及び流体力による変動応力の影響)

川 添 強*・松 尾 信太郎**
錦 戸 真 吾**

Main Factors Affecting Blade Failure of Marine Propeller

(1st Report: Effects of Material Defects and Hydrodynamic Fluctuating Stress of Blades)

by

Tsuyoshi KAWAZOE*, Shintaro MATSUO**
and Shigo NISHIKIDO**

In recent year, many failures in marine propeller blades of Ni-A ℓ -Bronze for motor car carriers were occurred. The high fluctuating stress on these blades induced by hydrodynamic force has been reported as the main cause of the troubles under the severe operating conditions including high ship speed.

This paper presents the systematical investigations of the main factors affecting a blade failure of propeller for a chemical tanker, which seldom occurred in the past time. A few factors were extracted from many causes based on the examinations of the conditions of the blade failure and the hull. The early blade failure within one year was discussed in view of the estimations of the material defects by SEM and the fatigue life by fracture mechanics. It is shown that there is few possibilities of the early failure judging from the small initial defects and the ordinary hydrodynamic force.

1. 緒 言

近年、大型商船用プロペラの翼折損事故は大幅に減少している。これは、従来の Mn 青銅 (HB₃C1) に代って、高い腐食疲労強度を有する Ni-A ℓ 青銅 (A ℓ BC3) のプロペラ材料が開発、実用化されたこと、及び翼部応力の実船計測^{1), 2)} や FEM の適用等³⁾ による強度設計の進歩によるところが大きい。しかしながら、最近でも自動車専用運搬船のような高速船 (船速約 22 Knots) では、流体力による高い変動応力が原因となって、プロペラ翼が疲労破壊した例が報告されている⁴⁾。

ここでは、あまり類例を見ない低速ケミカルタンカ (船速約 14 Knots) 用プロペラ翼の折損事例について、

その主要因子の解明を体系的に行った。解明の過程においては、想定される種々の因子を列挙し、折損翼等の精査をもとに消去法にて主要因子を絞り込んだ。本報では翼折損に及ぼす材料欠陥及び流体力による変動応力の影響について報告する。

2. 翼折損までの経緯と目視調査

本船は、43,000DWT (船長 L_{pp} 170m, 船幅 B 32m, 喫水 d 12m) のケミカルタンカで、航路はベルシャ湾岸とヨーロッパ間である。本船に装備された主機及びプロペラの主要目を表 1 に示す。プロペラの翼形状は通常型で、ハイスキューや高ピッチの特殊形状ではない。このプロペラが就航後約 9 ヶ月、総稼働時間 2270

平成5年9月30日受理

*機械システム工学科 (Department of Mechanical Systems Engineering)

**三菱重工業㈱ (Mitsubishi Heavy Industries, LTD.)

表1 主機およびプロペラ主要目

Main Engine	Type of Diesel Engine	5 Cylinders 5RTA68
	Max. Cont. Rating	11200 PS
	Revolution at M. C. R.	92 rpm
	Diameter D	7080mm
Propeller	Pitch Ratio P	0.725
	Expanded Area Ratio Ae/Ad	0.503
	Skew Angle θ	7 deg
	Number of Blades Z	4
	Boss Ratio d/D	0.155
	Material	Ni-Al-Bronze (A1BC3)
	Weight	17700kg

hと非常に短期間で翼折損を起こした。参考までに過酷な運航条件を強られる自動車専用運搬船のプロペラでも、き裂発生または翼折損に到るまでに27基の内の90%以上が2年以上もかかっている。この他、本船は就航時から主機の縦振動が大きく、図1に見るように主機と船体間のサポートに幾度もき裂が入って破損したことが報告されている。

次に損傷したプロペラの目視調査を実施した。その結果、図2及び図3に示すように、4翼中の1翼(D翼)が0.25Rの翼根部の翼側R止まりから折損し、破断面には疲労破壊と思われる貝殻模様が顕著に現われていた。また、破断面上の破壊起点と想定される位置には、目視にて大きな材料欠陥は見当たらなかった。更に、残存翼に染色浸透探傷(PT)試験を適用したところ、B翼とC翼の前進面及び後進面の翼根部近傍に長さ5〜30mmのき裂が5箇所検出され、A翼の後進面

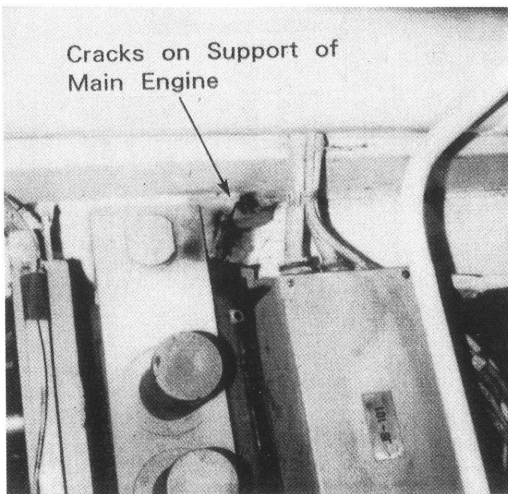


図1 主機と船体間のサポートのき裂例

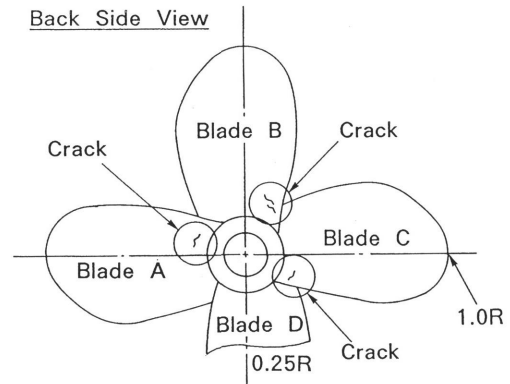


図2 プロペラ翼の折損状況

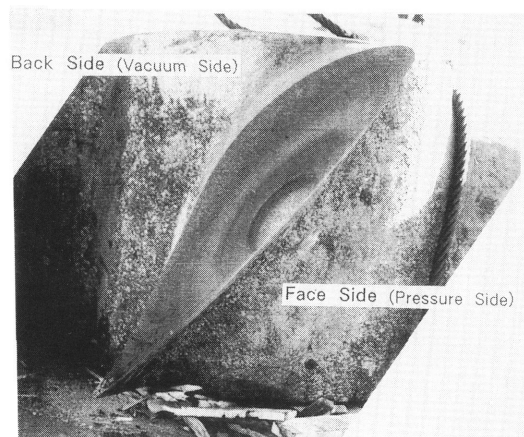


図3 折損翼の破断面の外観(最大翼厚部250mm)

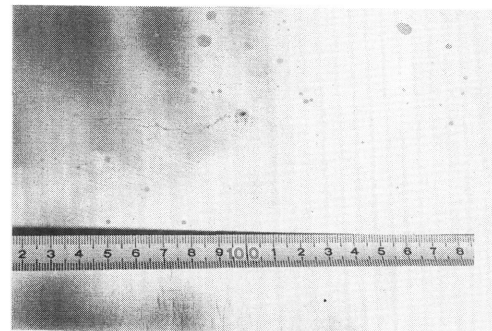


図4 C翼後進面のPT染色にじみ出し

の翼根近傍に約5mm長さのき裂が1箇所検出された。図4はC翼後進面のPT試験において、き裂部よりにじみ出した染色模様を示す。

3. 翼折損に関する主要因子の推定

プロペラ翼が折損する場合、推定される主要因子として、次のことが考えられる。

- (1) 設計段階で、薄い翼厚または応力集中を含む翼⁵⁾（特にハイリースキュードプロペラの場合）を設計し、通常の外力が翼に作用した時に材料の許容応力以上の応力が発生して折損
- (2) 就航中に流木等が翼に衝突し、過大な衝撃力によって翼表面にき裂が発生し、疲労破壊
- (3) 艤装段階で、プロペラボスをプロペラ軸へ過大に押し込み、翼根間に円周応力の応力集中⁶⁾が発生して、き裂が発生し折損
- (4) 製造段階で、鋳巣や溶接補修等の材料欠陥及び残留応力部が起点となり、流体力による通常の翼変動応力によってき裂が進展し折損
- (5) 主機からプロペラ軸を介して、プロペラ翼に伝達される振動外力により疲労破壊

本プロペラの翼折損が、上記因子のどれに該当するかを検討した。まず(1)については、実際の翼厚計測値（0.25Rで250mm）が船級協会の翼厚規定値（0.25Rで220mm）を満足していること、及び本プロペラ翼はスキュー角7°でハイリースキュープロペラではないことから、今回の折損原因とは考えられない。(2)の因子による事故は、内、外航船を問わずたびたび発生している。しかしながら、流木の衝突やワイヤーロープの巻き込みがあった場合は、一般に流体の船尾または残存翼にも衝突痕や曲損を残すことが多い。

今回は、舵板の塗料が一部剥離している程度であり、原因として考え難い。また(3)についても、押込記録線図より押込量が許容値内に守られていること、及び翼の折損部は、応力集中が大きい翼根のボス側に止まりでなく翼側R止まりであることから、今回の原因とは考えにくい。従って、残りの(4)及び(5)の因子についてデータを収集し、詳細検討を加えることとした。

表2 折損プロペラの機械的性質と化学成分

Mechanical Properties	Tensile Strength (N/mm ²)		Elongation (%)		Charpy Impact (Nm/cm ²)	
Test Piece 1	504		17.9		U notch 28.5	
2	517		23.7		28.5	
3	495		18.7		28.5	
Chemical Composition	Cu	Al	Fe	Ni	Mn	Imp.
Subject (wt.%)	80.14	9.16	4.28	5.01	1.30	Bal.
JIS (wt.%)	78.0 85.0	8.5 10.5	3.0 6.0	3.0 6.0	0.1 1.5	Bal.

4. 材料欠陥の評価と疲労破壊

4.1 実体プロペラの材料調査 折損翼から試験片を採用し、材料試験を行った。また、分析用の小片を採取し、分光分析法を用いて化学成分の分析を実施した。その結果を表2に示す。一般に、Al BC3の別取り試験片による引張強さと伸びは、JIS 規格値で590 N/mm²以上と15%以上であるが、実体では別取り試験片に比べて、厚肉で鋳造後の冷却速度が減少し、実体強度が低下することが知られている。文献⁷⁾によると、健全な実体プロペラにおいて、引張強さ490～570 N/mm²、伸び16～24%、衝撃値24.5～29.4 N/mm²の結果が得られており、本プロペラもこれらとほぼ同じ値を示している。また、化学成分もJISの規格値内に収まっていることが分かる。

図5には、レプリカ法による破壊起点部のマイクロ組織写真を示す。これはα相中にk相が析出硬化型合金の組織を示しており、Al BC3の標準組織と一致している。また、溶着金属は認められず、溶接補修を実

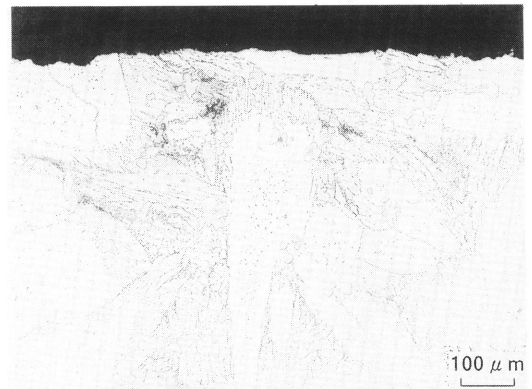


図5 破壊起点部のマイクロ組織

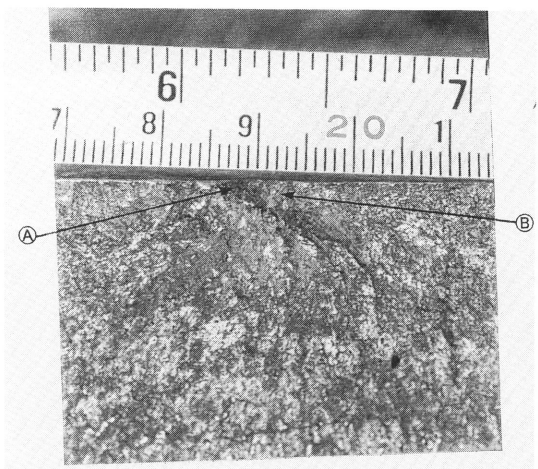


図6 破壊起点部の拡大写真

施した痕跡は見当たらない。(船級規定により、翼前進面の翼根部は溶接禁止区域となっている。)

記述の材料の機械的性質、化学成分及びマイクロ組織からみて、このプロペラは金属材料上健全であったと考えられる。

4.2 破壊起点部の精査 図6には折損翼の破壊起点部の拡大写真を示す。起点部は表面下深さ約2mmまでが小さな谷部(④部)を形成し、その下は谷部からの高さ約1mm以下の山頂部が右斜目下方に走っている。

図7及び図8は、走査型電顕(SEM)を用いて図6に示す破壊起点部の④部と⑤部を拡大したものである。

また、図9には本プロペラと無関係のスクラッププロペラ(A ℓ BC3)の表面で検出された、ガス抜き不良が原因と思われる铸巣を示し、図10にはその铸巣断面のSEM写真を示す。

図7及び図8と図10を対比すると、次のことが言える。

- (1) A ℓ BC3材の製造時に表面に発生しやすい代表的な铸巣は、図10に見るように球状構造を形成している。これに対し、起点部の表面直下④部には、わずかに球状化したものが見受けられる他、直径約0.2

mm、深さ約0.3mmのブローホールが3個検出された。

- (2) ⑤部には球状構造のものは全く見られず、海水腐食により明瞭ではないが、一部に疲労破面の特徴であるストライエーションが観察された。

SEMにより破壊起点部を精査したところ、球状構造やブローホールが点在する領域の広さは、最大で深さ2.5mm、長さ8.0mmと推定された。この領域は完全な材料欠陥部とは言えないが、次の疲労寿命計算では材料欠陥寸法の目安として使用することとした。

4.3 プロペラ流体力による翼変動応力 図11にはプロペラの通常作動時に翼に作用する流体力と、これによって生ずる翼応力を示す。前進面(圧力面)には流体力によるスラストが作用し、その翼根部には引張応力が後進面の翼根部には圧縮応力が発生する。しかも、伴流によりプロペラ1回転中に翼部に流入する海水の流速が変化するため、流体力が変化して翼根部の応力は変動応力となる。

本船の場合、伴流係数の平均値 $W_m=0.42$ 、変化量 $\Delta W=0.60$ であり、これらの値と伴流分布を用いて、翼根部0.25Rに発生する応力を推定するためにFEM計算を行った。このFEM計算法はコンテナ船の翼部にストレインゲージを貼付して実船計測した結果¹⁾

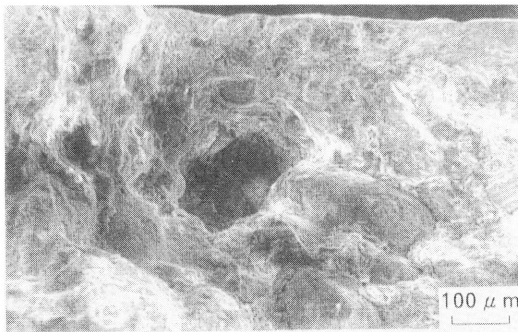


図7 破壊起点④部のSEMの写真

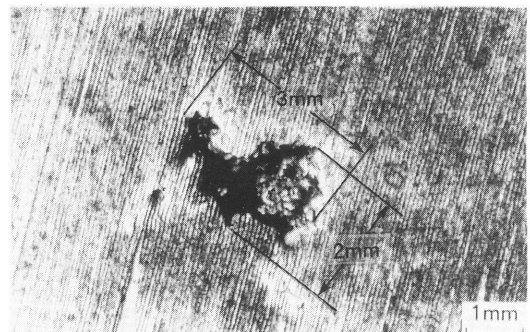


図9 スクラッププロペラ翼面の铸巣例

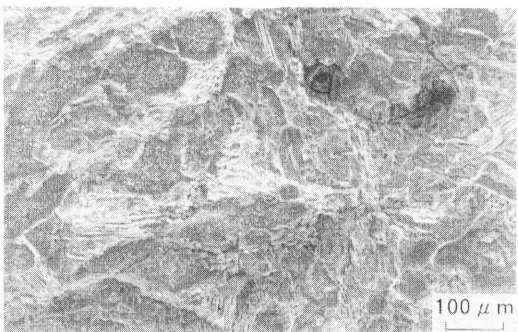


図8 破壊起点⑤部のSEMの写真

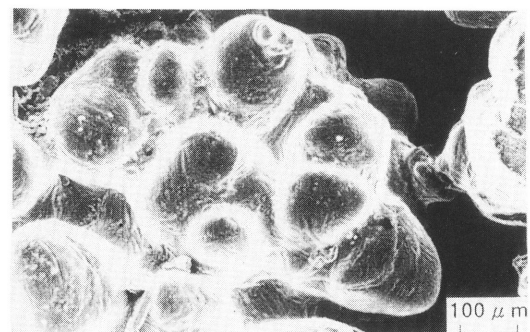


図10 スクラッププロペラ铸巣断面のSEMの写真

と、種々の模型試験結果をベースに理論計算式を修正したもので、推定精度が高いとされている。計算の結果、図12に示すように変動応力 $\Delta\sigma=13.8 \text{ N/mm}^2$ 、平均応力 $\sigma_m=58.2 \text{ N/mm}^2$ が得られた。また、越野等の簡易推定式⁸⁾を用いると、 $\Delta\sigma=27.9 \text{ N/mm}^2$ であった。

本船は低船速のタンカー船型で、自動車専用運搬船のような高速船型に比べて翼面上の伴流の変化が小さく、その分変動応力も低くなる。越野等によると $\Delta\sigma/\sigma_m$ は自動車専用運搬船とタンカーでは、それぞれ0.8~1.5および0.2~0.6とかなり差があることが報告されている。また、Tokuda 等⁹⁾によると例外的なものを除けば、通常の流体力による翼変動応力は最大で $58.9 \text{ N/mm}^2 (6 \text{ kg/mm}^2)$ と推定されている。

4.4 疲労寿命の推定 図13にはプロペラ翼の疲労き裂の伝播モデルを示す。前進面側に半楕円形の初期き裂(深さ ℓ 、長さ $2a$)が存在し、これに流体力による曲げモーメントが作用すると、き裂は前進面から後進面に向かって進展し、翼折損に至る。

A ℓ BC3 材の海中における疲労き裂伝播試験の結果、疲労き裂伝播速度 ($d\ell/dN$) と応力拡大係数範囲 (ΔK) との関係は次式で示される。

$$d\ell/dN = C(\Delta K)^m \quad \dots\dots\dots (1)$$

$$\Delta K = f(\Delta\sigma, \ell, T) \quad \dots\dots\dots (2)$$

但し、 $\Delta\sigma$: 翼変動応力, T : 翼厚, N : サイクル数

(1)式中の係数 C および m を求めるために種々の研

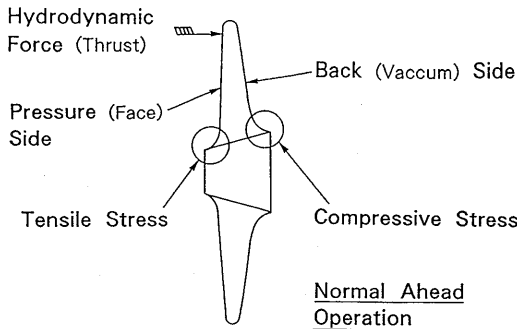


図11 通常作動時の流体力と翼応力

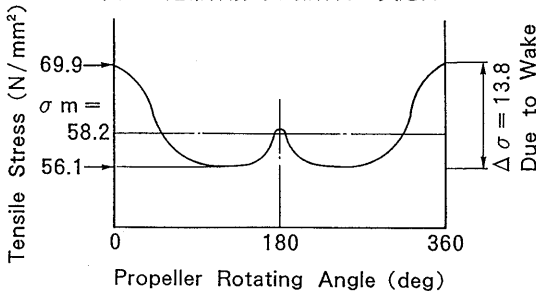


図12 翼根部の平均応力と変動応力

究がなされているが、その主なものをまとめると表3のようになる。この中で、植田等¹⁰⁾および Takuda 等は、初期き裂(初期材料欠陥)の形状から求められる ΔK が下限界応力拡大係数範囲 $\Delta K_{th} (18 \sim 19 \text{ kg/mm}^{2/3} (117 \sim 186 \text{ N/mm}^{2/3}))$ 以下であれば、き裂の進展が極端に遅くほとんど進展しないことを報告している。一方、越野等⁸⁾は ΔK が $20 \text{ kg/mm}^{2/3} (196 \text{ N/mm}^{2/3})$ 以下であっても、ゆるやかにき裂が進展するものとして、より安全サイドの計算式を求めている。そこで、越野等の式を用いて翼変動応力をパラメータに、初期き裂深さと疲労寿命サイクルの関係を計算すると、翼厚 $t=250 \text{ mm}$ で図14が得られる。

この図より、初期欠陥の最大深さ 2.5 mm (幅約 8.0 mm) で翼変動応力が 13.8 N/mm^2 と 27.9 N/mm^2 の場合、疲労寿命はそれぞれ約 1×10^{13} サイクル (稼働年数1万年以上) と 5×10^{10} サイクル (1000年以上) となる。これは、本プロペラの翼折損までの総稼働時間 $2270 \text{ h} (1.21 \times 10^7 \text{ サイクル})$ の1000倍以上に相当し、既述の翼変動応力程度では、このような早期折損はあり得ないことになる。逆に、図14より 1.21×10^7 サイクルで翼が折損するためには約 75 N/mm^2 の変動応力を翼根部に発生される外力が作用したと推定される。

図15には、Tokuda 等⁹⁾ が独自に作成した翼変動応力と疲労破壊に到らない許容欠陥深さの関係を示す。この図からも、翼変動応力 $13.8 \text{ N/mm}^2 (1.41 \text{ kg/mm}^2)$ と $27.9 \text{ N/mm}^2 (2.85 \text{ kg/mm}^2)$ における許容欠陥深さは各々約 76 mm と 18.6 mm が示され、本プロペラの欠陥深さ

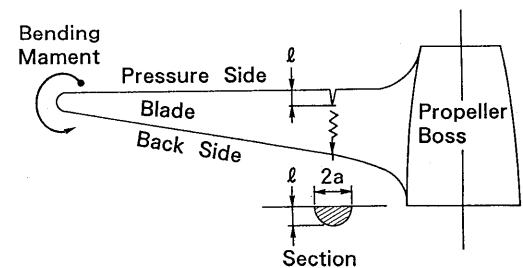


図13 疲労き裂の伝播モデル

表3 A ℓ BC3 材の疲労き裂伝播係数 ($\sigma_{\max}/\sigma_{\min}=0.4$)

Writer	Coefficient (c)	Coefficient (m)	Remarks
Ueda ¹⁰⁾	1.87×10^{-13}	4.5	$\Delta K > 20 \text{ kg/mm}^{2/3}$
Tokuda ⁹⁾	4.79×10^{-13}	4.7	$\Delta K > 20 \text{ kg/mm}^{2/3}$
Koshino ⁸⁾	7.24×10^{-13}	4.55	$\Delta K \leq 20 \text{ kg/mm}^{2/3}$
	8.71×10^{-19}	9.10	$\Delta K > 20 \text{ kg/mm}^{2/3}$

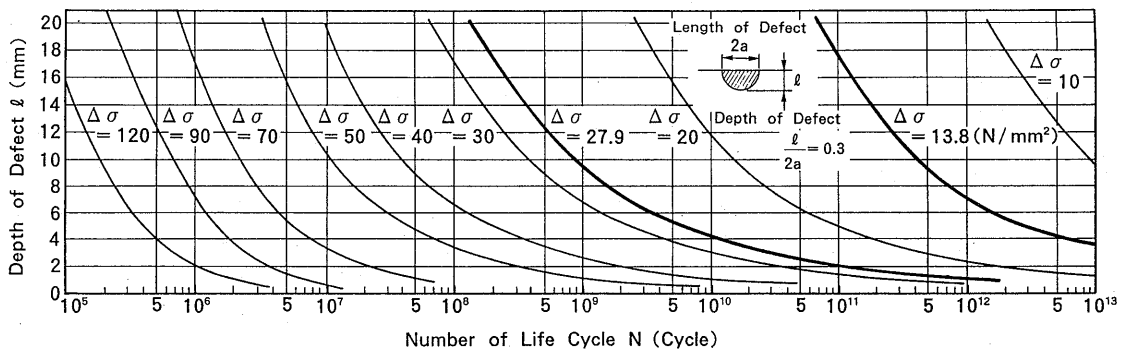


図14 初期き裂深さと疲労寿命サイクル

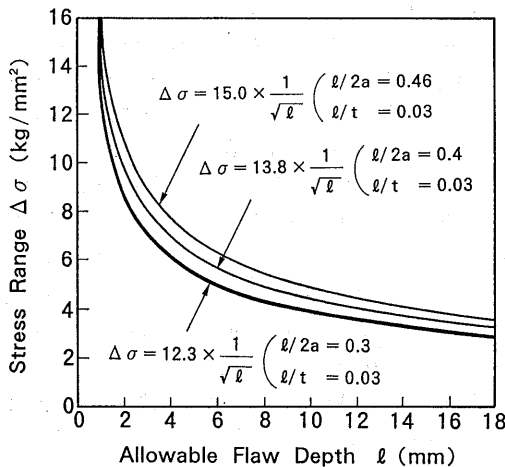


図15 翼変動応力と許容欠陥深さ (翼厚230mm) 9)

2.5mmでは疲労き裂が進展せず、翼折損が起こり得ないことを示唆している。また、欠陥深さ2.5mmとすると、約69N/mm²(約7.0kg/mm²)以上の翼変動応力が生じない限り、欠陥からき裂が進展しないことが推定される。

5. 結 論

あまり類例をみない低船速ケミカルタンカー用プロペラの翼折損事例について、想定される種々の因子を検討し、特に材料欠陥及び流体力による翼変動応力の観点から原因究明を行った。その結果、下記を確認した。

- (1) 4翼中1翼が翼根部より折損しており、破断面は疲労破壊の特徴である貝殻模様を呈していること
- (2) 機械的性質、化学成分及びミクロ組織を調査した結果、材料的には標準のA1BC3材であること
- (3) 破壊起点部をSEMで精査したところ、微小の球状構造やブローホールを含む材料欠陥が検出されたが、その数は少なく、完全な材料欠陥部とは言い難いこと
- (4) 微小欠陥が存在する領域は、最大で深さ2.5mm、

幅8.0mmであること

- (5) 常前進時の伴流の変化による翼変動応力は、13.8 N/mm²と算定され、最大でも27.9N/mm²と推定されること
 - (6) 海水中のき裂伝播速度の式を用いて疲労寿命を推算したところ、初期欠陥寸法及び翼変動応力ともに小さく、計算上、本プロペラのような1年以内の極早生の翼折損を推定するのは困難であること
- 以上により、過大な外力がプロペラ翼に作用し、これまで推定した以上の大きな変動応力が翼根部に生じて疲労破壊したことが考えらる。

次報では、主機関からプロペラ軸を介してプロペラに伝達される縦振動外力の観点により、翼折損を解明する。

参 考 文 献

- (1) K. Watanabe, 他 3名, ISME TOKYO '73(1973)
- (2) E. Roren, 他 3名, Second Lips Propeller Symposium(1973), 11
- (3) 川添, 他 3名, 日本船舶機関学会誌23-4 (1987), 257
- (4) 井野, 他 3名, 日本海事協会誌 197 (1986), 65
- (5) T. Sasajima, 他 1名, 西部造船学会会報74 (1987)
- (6) T. Kawazoe, 他 2名, Mitsubishi Technical Bulletin No. 108 (1976), 7
- (7) 日本學術振興会, 鋳物第24委員会アルミニウム青銅分科会 報告書 (1982), 21
- (8) 越野, 佐々木, 日本船舶機関学会誌 23-6 (1988), 24
- (9) S. Tokuda, 他 3名, SNAME '78 Symposium, 5-1 (1978)
- (10) 植田, 他 2名, 日本船舶機関学会第17回講演会論文集 311 (1974), 147